

Zusammenfassung.

Die Warmluftenteisungsanlage eines Flügelmodells mit Kuto-Nase wurde unter verschiedenen inneren und äusseren Versuchsbedingungen vermessen. Gegenüber einem früher untersuchten gleichartigen Modell ohne Kuto-Nase wurde der Einfluss der in der vorderen Warmluftkammer gelegenen Schneide auf die Temperaturverteilung an der Aussenhaut untersucht und eine günstigste Art der Warmluftverteilung ermittelt.

Der Bericht umfasst:

19 Seiten
6 Schaubilder
1 Übersichtstafel
7 Abbildungen
1 Skizze.

AERODYNAMISCHE VERSUCHSANSTALT GOETTINGEN E.V.
Institut für Kälteforschung

Der Institutsleiter
gez. Ritz

Der Bearbeiter
gez. Hentrich

Göttingen, den 5.11.1942
Ko.

Aerodynamische Versuchsanstalt Göttingen e. V. Abteilung: I.f.K.	Temperaturmessungen und Vereisungs- versuche an einem Flügelmodell mit Kuto-Nase.	Bericht: 42-7-9 Auftrag: JA 734 Datum: 5.11.42
--	---	--

- 1 -

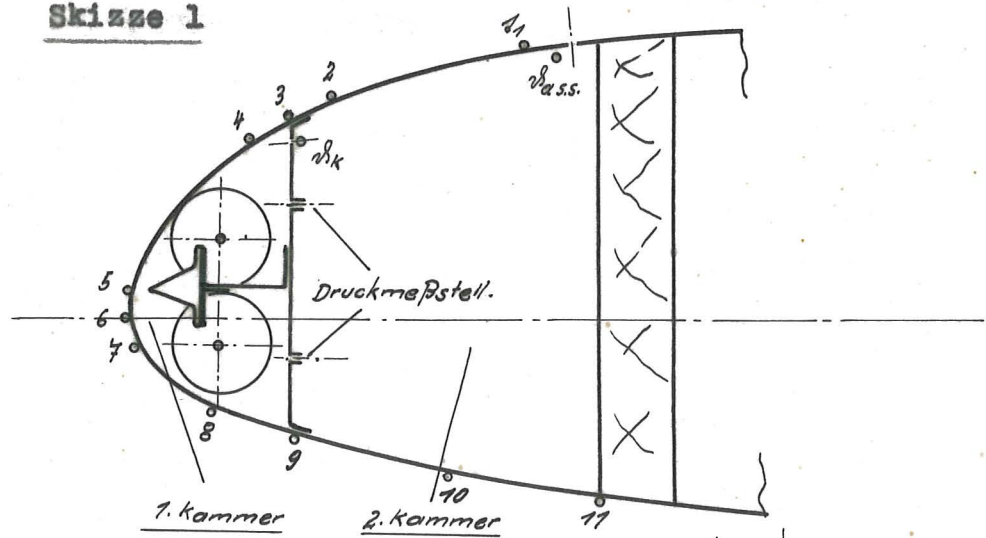
Modell und Versuchseinrichtungen.

Das Modell war von der Firma Arado hergestellt. Sämtliche Warmluftzu- und -ableitungen sowie die Messeinrichtungen wurden von der AVA angebracht. Beim normalen Warmluftent-eiser im Flügel der Ar 232 wird die Warmluft durch eine in der Flügelnase liegende abgeschottete Kammer in Spannweiten-richtung geleitet. Von da aus gelangt sie durch Bohrungen im vorderen Stegblech in eine zweite Kammer und wird hieraus kurz vor dem Vorderholm ins Freie ausgeblasen. Bei der Flü-gelanordnung mit Kuto-Nase liegt im vorderen Teil der ersten Kammer eine Schneide, die sich über die ganze Spannweite des Flügels erstreckt. Die Befestigung dieser Schneide wurde absichtlich so ausgeführt, dass sie die erste Kammer in zwei Hälften aufteilt. Dadurch wird der auf der Druckseite eingelassene Teil der Warmluft, welcher an der Saugseite der zweiten Kammer zur Ausblasung gelangt, gezwungen, durch den engen Spalt zwischen Schneide und Haut zu strömen und auf Grund der vergrösserten Geschwindigkeit den Wärmeüber-gang an der Staulinie zu erhöhen. Die Wirksamkeit dieser Ahlage hängt natürlich in hohem Maße von der gewählten Art der Warmluftverteilung ab. (s. Skizze 1 und Abb. 1).

Abb. 1

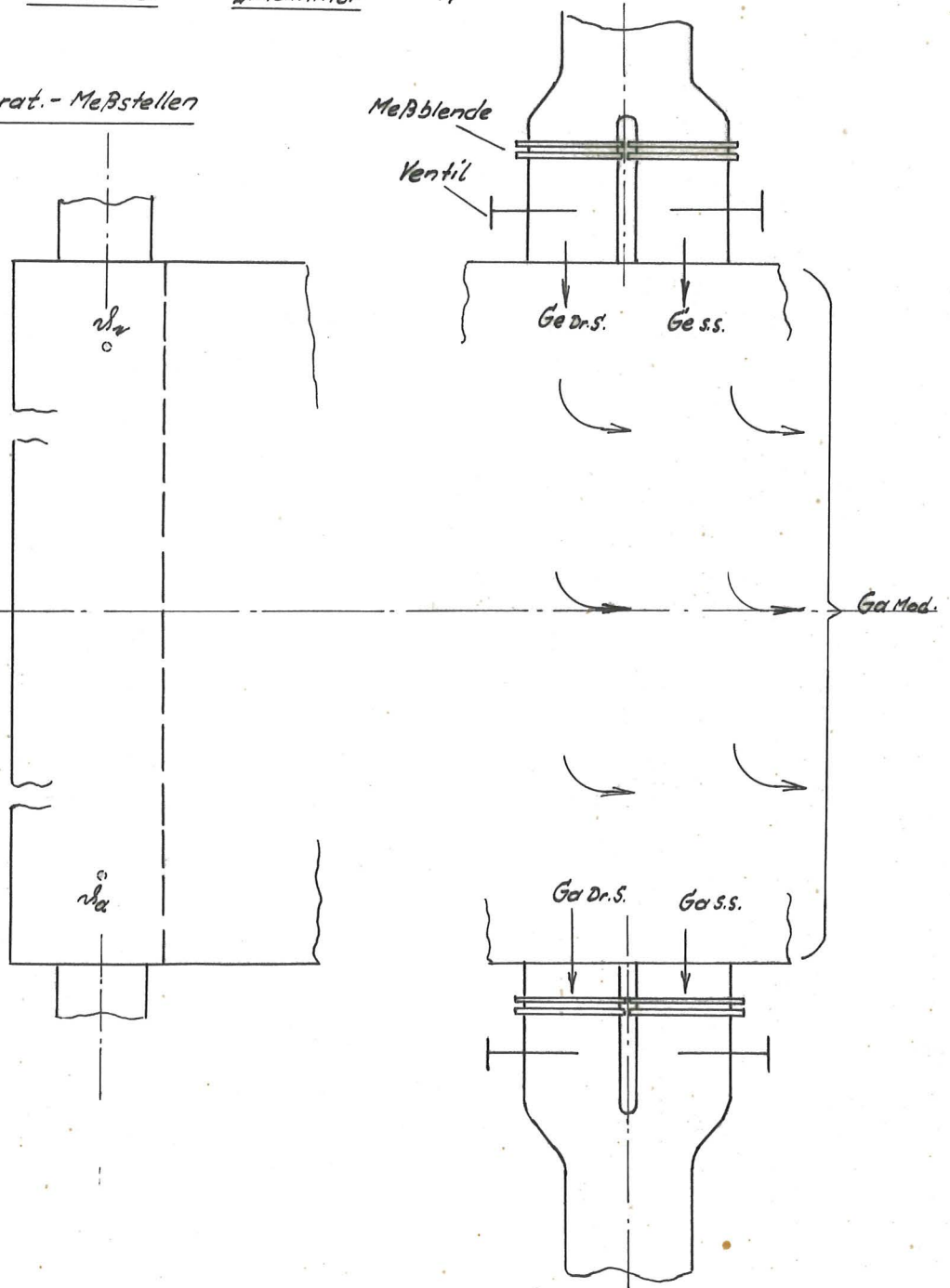
- 2 -

Skizze 1



○ = Temp.-Meßstellen

Lage d. Temp.-Meßst.
(außer $v_{a.s.s.}$ u. $v_{a.}$)



- 3 -

Zur Regelung und Messung der Luftmengenverteilung dienten vier Ventile und vier Meßblenden, mit deren Hilfe die folgenden vier Größen eingestellt und gemessen werden konnten.

G_e S.S. [kg/h] die auf Saugseite in das Modell eintretende Warmluftmenge

G_e Dr.S. " " " Druckseite " " " "

G_a S.S. " " " Saugseite hinter dem Modell austretende Warmluftmenge

G_a Dr.S. " " " Druckseite " " " "

am Modell selbst

Die Warmluftmenge $G_a M$, welche auf Saugseite zur Ausblasung gelangte, wurde durch Differenzbildung ermittelt.

Zur Bestimmung der Warmluft- und Hauttemperaturen waren Thermoelemente angebracht. Es wurden mit Hilfe derselben gemessen:

θ_e [°C] Eintrittstemperatur der Warmluft

θ_k [°C] Temperatur der Warmluft beim Eintritt in die zweite Kammer.

θ_a S.S. [°C] Austrittstemperatur der auf Saugseite ausgeblasenen Warmluft.

$\theta_a M$ [°C] Mittlere Austrittstemperatur der über die Spannweite durch das Modell geleiteten Warmluft.

$t_1 - t_{11}$ [°C] Die Oberflächentemperaturen an der Haut.

Die Meßstellen $t_1 - t_{11}$ waren so angebracht, dass die charakteristischen Merkmale des Temperaturverlaufes über die Bogenlänge der Nase erfasst wurden. Aus diesem Grunde wurden sowohl im Staugebiet als auch an den Stellen, an denen durch Wärmezuleitung aus der vorderen Schüttwand eine Änderung im Temperaturverlauf hervorgerufen wird, eine dichtere Folge von Thermoelementen angebracht.

- 4 -

Zur Bestimmung des Druckabfalles zwischen den oberhalb und unterhalb des Messers gelegenen Teilen der vorderen Warmluftkammer waren an der ersten Schottwand zwei Druckmeßstellen angebracht.

Versuchsdurchführung, Übersicht und Ergebnisse.

Die Versuche wurden in zwei Gruppen durchgeführt:

Gruppe „A“ Oberflächentemperaturmessungen

Gruppe „B“ Vereisungsversuche.

1. Gruppe „A“.

Konstant waren bei allen Versuchen:

Die Raumtemperatur $t_R = +3,0^\circ\text{C}$

Die Anblasgeschwindigkeit $w = 30 \text{ [m/s]}$

Bei den Versuchen mit Beaufschlagung:

Die Spritzwassermenge $\tau = 1,5 \text{ [g/m}^3\text{]}$

Der Zerstäubungsdruck $p_L = 4,0 \text{ [at]}$

Variabel waren die Gesamtwarmluftmenge und die Art der Warmluftverteilung im Flügel. Je nach dem, welchen Flügelabschnitt das Modell darstellen sollte, betrug der auf der Saugseite des Modells ausgeblasene Anteil ungefähr 33%, 50% oder 100% der gesamten Warmluftmenge. Der Eintritt der Warmluft erfolgte nur auf Saugseite oder nur auf Druckseite oder je zur Hälfte auf Saug- und Druckseite. Dasselbe gilt von dem Austritt der Luft am Modellende. Andere Mengenverhältnisse für die Verteilung des Luftstromes wurden nicht eingestellt, um die Zahl der Meßpunkte nicht übermäßig zu erhöhen. Innerhalb der einzelnen Versuche wurden unter Beibehaltung der Mengenverteilung verschiedene Gesamtwarmluftmengen gewählt. Im allgemeinen wurde jeder Versuch einmal bei trockener Luft und einmal unter Wolkenflugbedingungen durchgeführt. Alle weiteren Einzelheiten sind aus folgender Versuchsübersicht zu ersehen.

- 5 -

Versuchsübersicht. (Gruppe „A“)

Vers. Nr.	G_{eSS}	$G_{eDr.S.}$	G_{aM}	G_{aSS}	$G_{aDr.S.}$	η_i	η_k	η_{aSS}	η_{aM}	Spritzen τ η	
1 a	44,4	44,4	88,8	-	-	105,0	53,2	46,0	-	-	-
b	91,6	91,6	183,2	-	-	100,2	65,4	57,8	-	-	-
c	137,0	137,0	274,0	-	-	98,8	70,4	63,8	-	-	-
1' a	42,0	42,0	84,0	-	-	102,0	45,3	36,0	-	1,5	4,0
b	90,5	90,5	181,0	-	-	102,9	59,2	49,0	-	1,5	4,0
c	136,6	136,6	273,2	-	-	99,4	64,0	55,0	-	1,5	4,0
2 a	-	90,8	90,8	-	-	100,4	45,0	38,9	-	-	-
b	-	179,5	179,5	-	-	100,2	59,6	53,6	-	-	-
c	-	271,0	271,0	-	-	101,2	69,0	62,8	-	-	-
2' a	-	90,0	90,0	-	-	98,3	38,9	31,0	-	1,5	4,0
b	-	179,0	179,0	-	-	97,6	50,4	42,4	-	1,5	4,0
c	-	271,0	271,0	-	-	97,4	58,0	50,4	-	1,5	4,0
3 a	-	179,0	83,7	-	95,3	99,8	52,7	44,6	46,7	-	-
b	-	180,0	61,5	-	118,5	98,6	50,0	40,6	43,4	-	-
3' a	-	179,0	84,0	-	95,0	101,2	45,7	35,8	41,8	-	-
b	-	178	59,0	-	119,0	100,8	40,6	31,0	38,7	-	-
4 a	88,5	88,5	86,5	-	90,5	99,2	61,5	51,1	68,1	-	-
b	88,4	88,4	60,8	-	116,0	97,9	57,1	47,7	69,5	-	-
4' a	88,7	88,7	92,3	-	85,1	101,0	50,6	38,5	64,2	1,5	4,0
b	88,3	88,3	62,6	-	114,0	101,2	53,9	42,5	66,1	1,5	4,0
5 a	-	93,5	-	97,5	-	101,4	30,5	24,2	37,7	-	-
b	-	174,0	-	181,0	-	100,6	35,6	29,3	57,5	-	-
6 a	41,8	41,8	-	43,0	43,0	98,4	30,8	23,5	62,6	-	-
b	91,2	91,2	-	92,0	92,0	97,4	35,1	26,4	75,1	-	-
7 a	95,7	-	-	-	98,0	98,8	30,0	24,0	36,5	-	-
b	177,0	-	-	-	178,0	103,0	33,6	27,6	65,3	-	-

Aerodynamische Versuchsanstalt Göttingen e. V. Abteilung: I.f.K.	Temperaturmessungen und Vereisungs- versuche an einem Flügelmodell mit Kuto-Nase	Bericht: 42-7-9 Auftrag: JA 734 Datum: 5.11.42
--	--	--

- 6 -

In den folgenden Schaubildern sind die Ergebnisse der Versuchsgruppe „A“ dargestellt. Dabei sind die Wandtemperaturen über der Bogenlänge aufgetragen und zwar alle Temperaturen auf Aussentemperatur bezogen. Die auf Aussentemperatur bezogene Warmlufteintrittstemperatur ϑ_e ist gleich 100 gesetzt, aufgetragen wurde also

$$\frac{t_{(1-11)} - t_R}{\vartheta_e - t_R} \cdot 100$$

Der Staupunkt ist in den Diagrammen angegeben.

Die in den Schaubildern 1 bis 5 gewählte Gruppierung der Einzelversuche ist aus der herausklappbaren Übersichtstafel zu ersehen.

Die Schaubilder 1 und 2 zeigen den Einfluss der Gesamtwarmluftmengen an, die Schaubilder 3 bis 5 veranschaulichen für konstante Gesamtwarmluftmenge den Einfluss verschiedenartiger Warmluftverteilung.

Wie bei dem Modell ohne Kuto-Nase hat auch beim vorliegenden Falle der Wärmetransport durch die erste Schottwand zur Aussenhaut die Temperatur an der Aussenhaut stark beeinflusst. Die bekannte Abnahme der äusseren Wärmeübergangszahl in der Nachbarschaft des Staubegebietes kommt hinzu. Aus diesen beiden Gründen liegt auch bei der Kuto-Nase trotz der durch die Einschnürung des Luftstromes bewirkten örtlichen Verbesserung des Wärmeüberganges die Aussenhauttemperatur im Staubegebiet in allen Fällen tiefer, als in den benachbarten Gebieten. Die charakteristischen Merkmale der Temperaturverteilung über die Bogenlänge sind im übrigen bei Wolkenflug die gleichen wie bei trockener Luft. Für das Verhältnis der α_a -Werte bei Wolkenflug und bei trockener Luft ergibt sich aus der Vielzahl der Versuche in guter Übereinstimmung für das Staubegebiet der Wert „3“.

Der Vergleich des Schaubildes 1 mit dem Schaubild 2 zeigt deutlich, dass durch die Zuleitung der gesamten Warmluftmenge auf Druckseite, die Wandtemperatur auf Druckseite

Fortsetzung des Textes auf S. 14

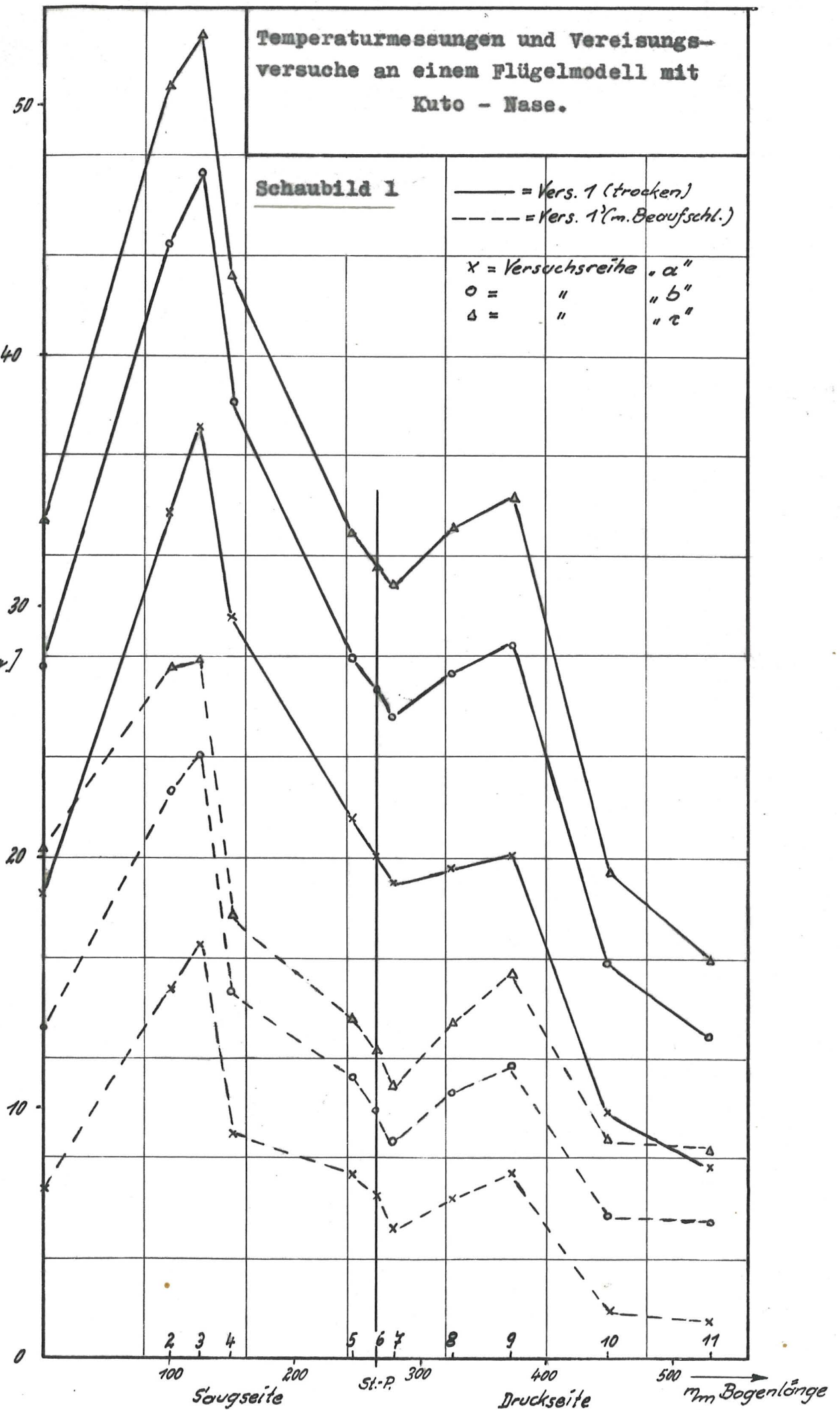
Temperaturmessungen und Vereisungsversuche an einem Flügelmodell mit Kuto - Nase.

Schaubild 1

— = Vers. 1 (trocken)
 --- = Vers. 1 (m. Beaufschl.)

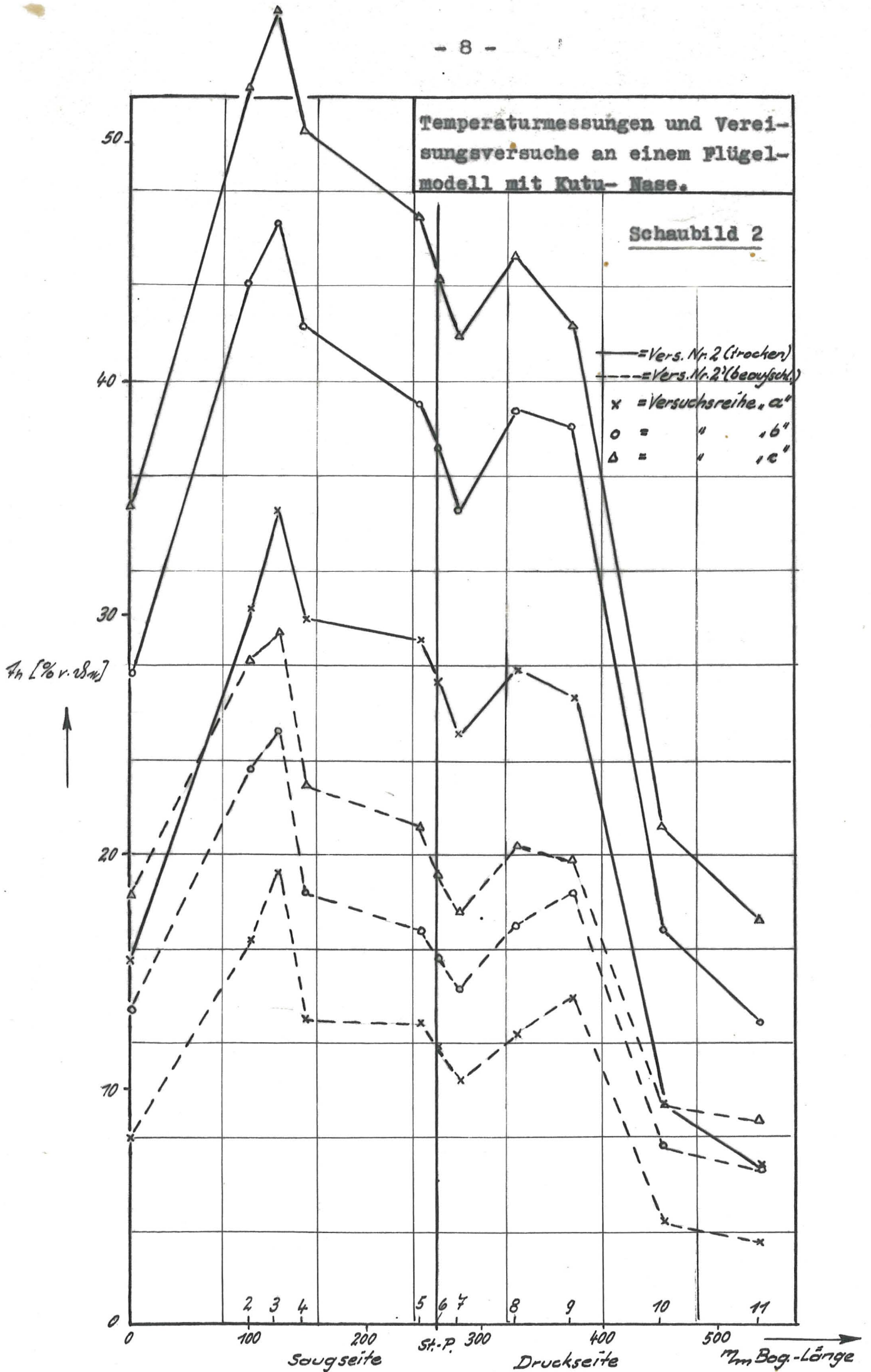
x = Versuchsreihe "α"
 o = " " "β"
 Δ = " " "γ"

t_h [% v. t_{∞}]



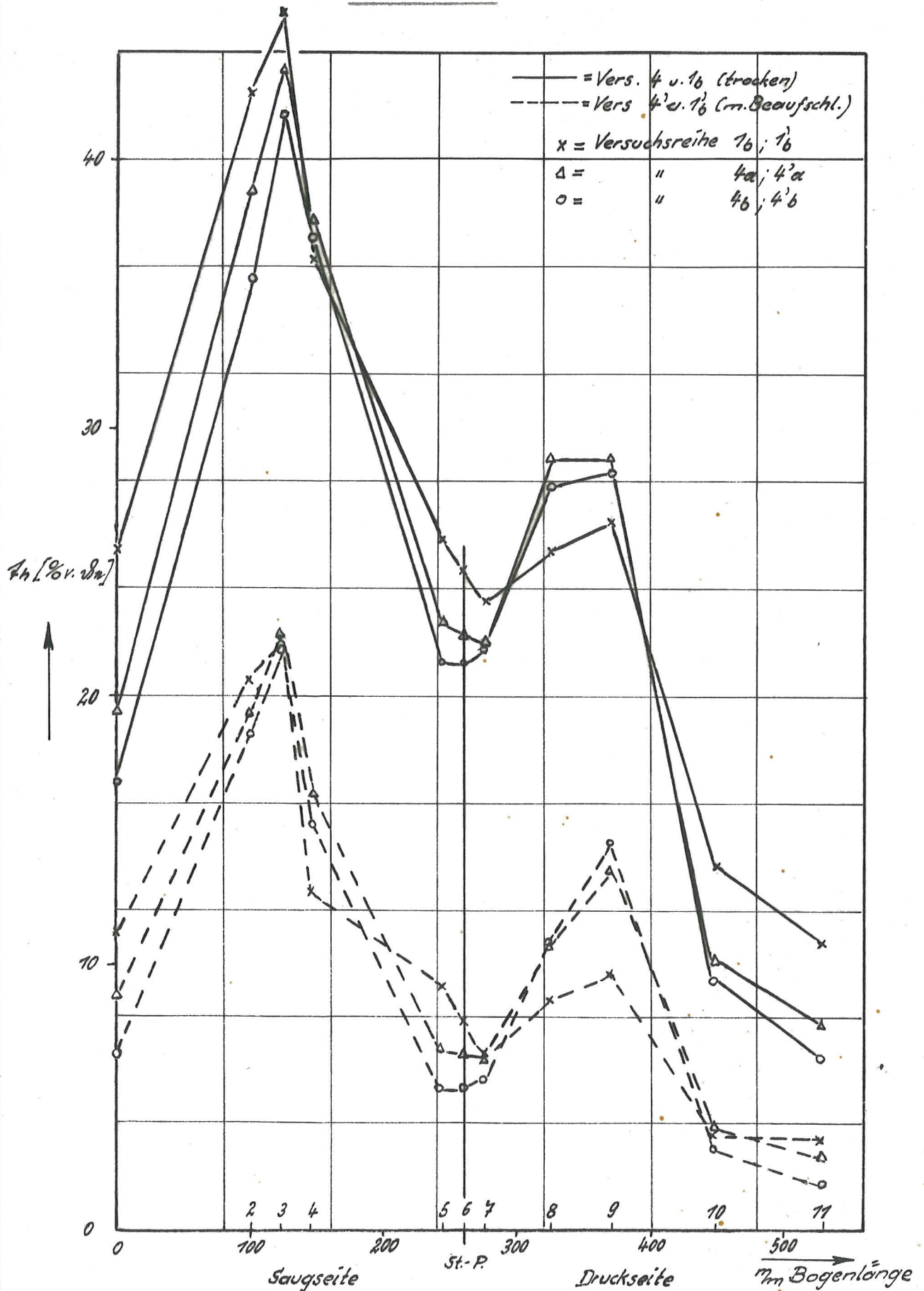
Temperaturmessungen und Vereisungsversuche an einem Flügelmodell mit Kutu-Nase.

Schaubild 2



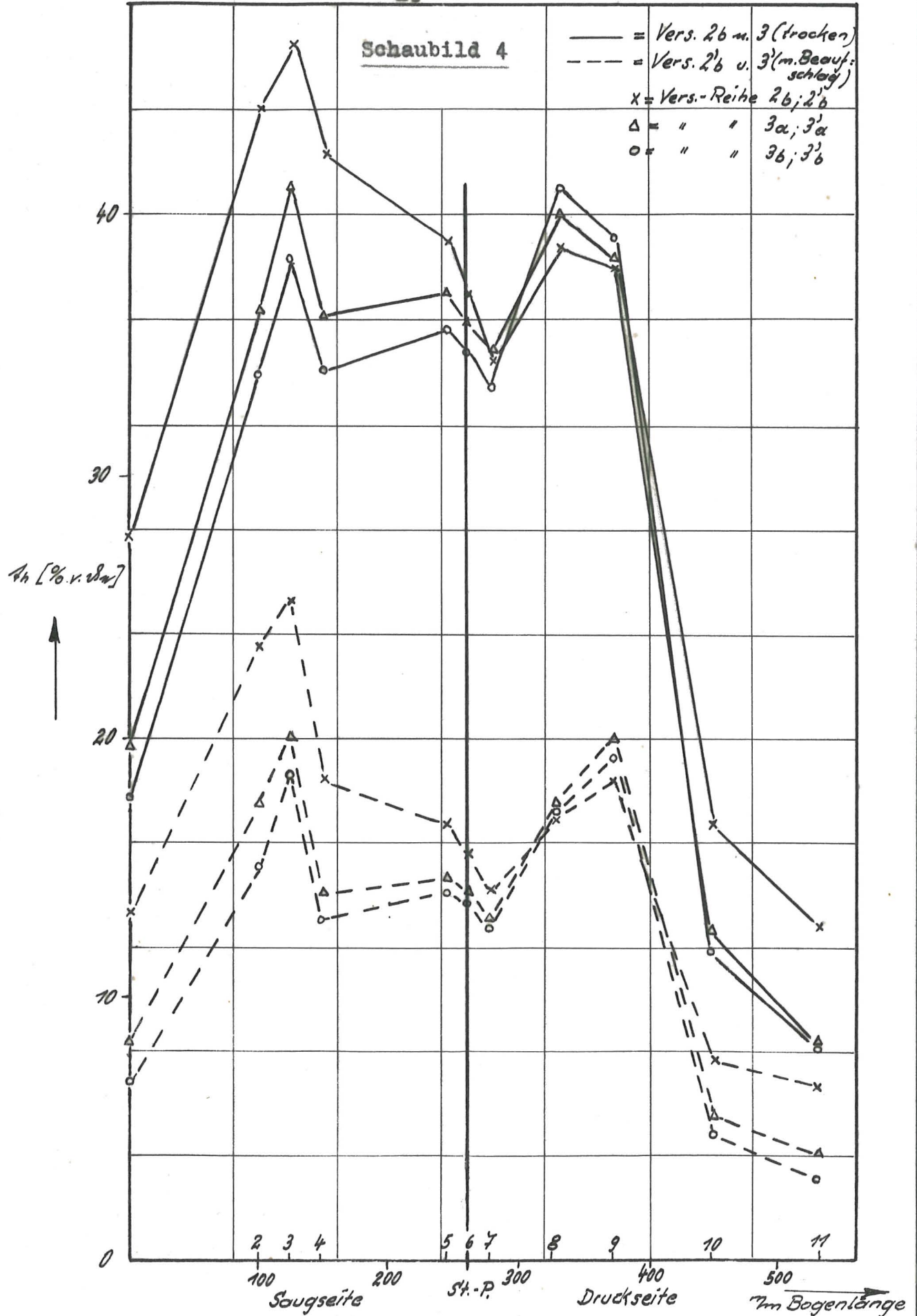
- 9 -

Schaubild 3



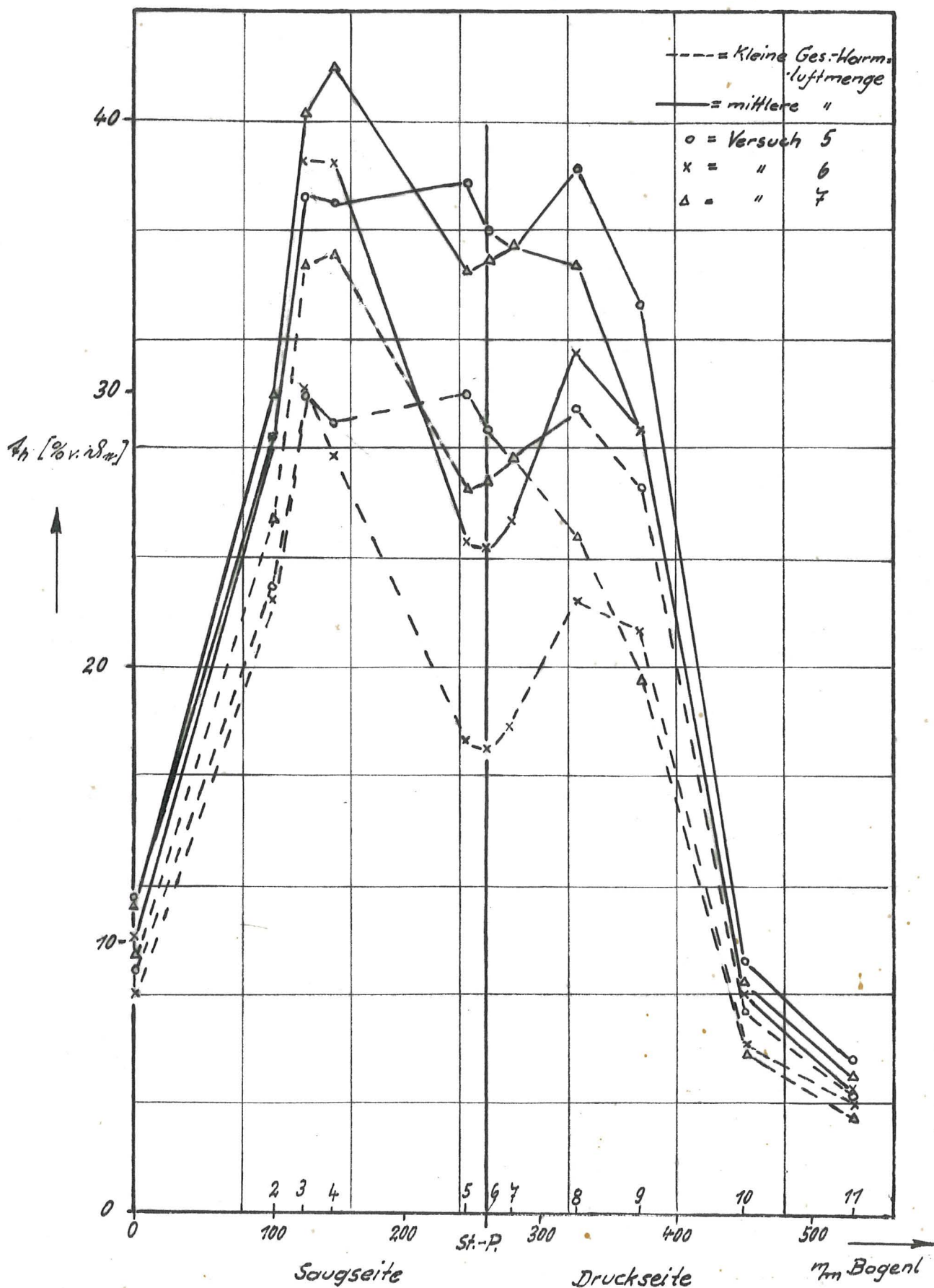
-10-

Schaubild 4



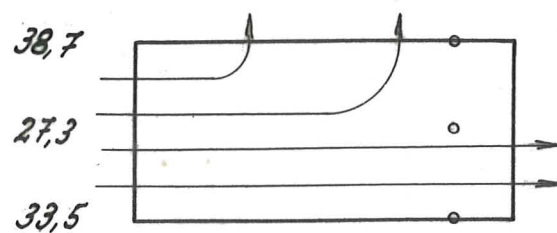
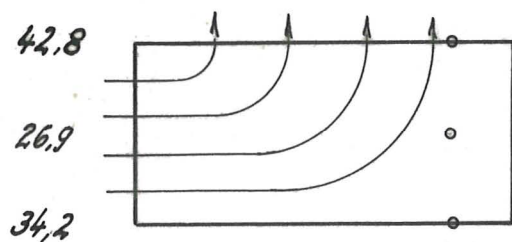
- 11 -

Schaubild 5

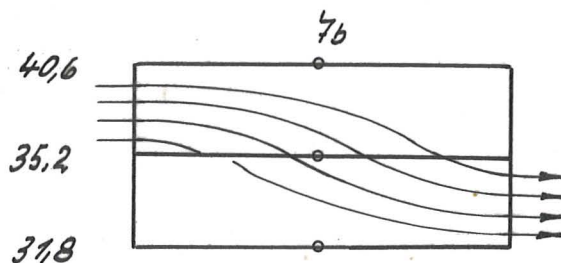
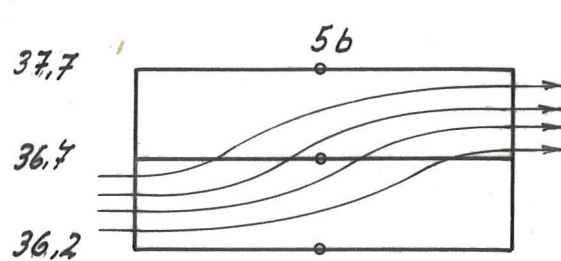
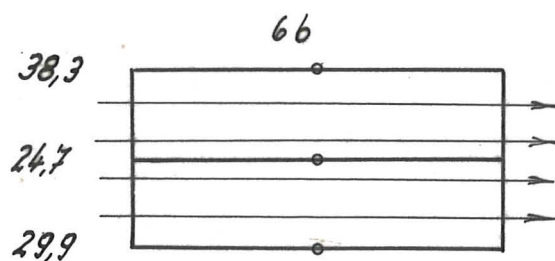
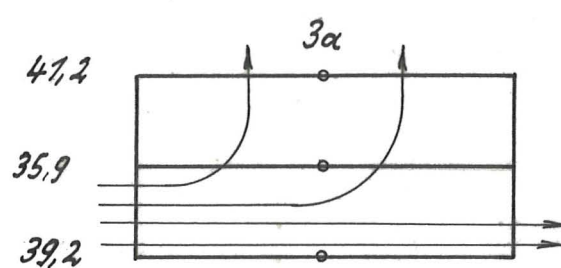
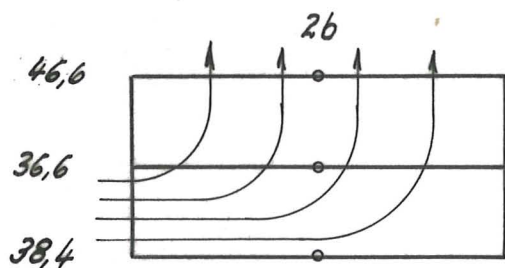
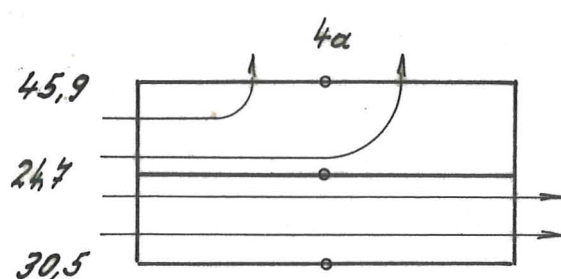
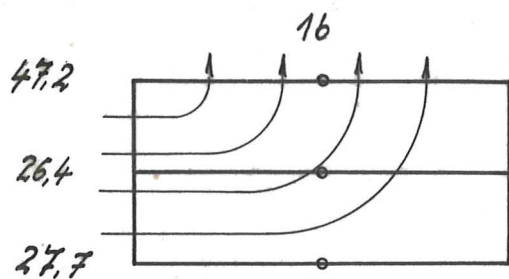


- 12 -
Schaubild 6

Modell ohne Kuto-Nase



Modell mit Kuto-Nase



Übersichtstafel. (Versuchsgruppe "A")

- 13 -

Schaubild	G _{ges.} [kg/h]	G _{e S} [%]	G _{e Dr} [%]	G _{a M} [%]	G _{a S} [%]	G _{a Dr} [%]	Vers. Nr.
1	90	50	50	100	-	-	1a; 1'a
	180	50	50	100	-	-	1b; 1'b
	270	50	50	100	-	-	1c; 1'c
2	90	-	100	100	-	-	2a; 2'a
	180	-	100	100	-	-	2b; 2'b
	270	-	100	100	-	-	2c; 2'c
3	180	50	50	100	-	-	1b; 1'b
	180	50	50	50	-	50	4a; 4'a
	180	50	50	30	-	70	4b; 4'b
4	180	-	100	100	-	-	2b; 2'b
	180	-	100	50	-	50	3a; 3'a
	180	-	100	30	-	70	3b; 3'b
5	180	-	100	-	100	-	(5a;) 5b
	180	50	50	-	50	50	(6a;) 6b
	180	100	-	-	.	100	(7a;) 7b

Bei Schaubild 1 bis 4 gelten die ausgezogenen Kurven für trockene Luft, die gestrichelten für Wolkenflugbedingungen.

Bei Schaubild 5 beziehen sich die gestrichelten Linien auf eine kleine Gesamtwarmluftmenge.

- 14 -

und im Staugebiet wesentlich erhöht wird, ohne dass eine Herabsetzung der Hauttemperaturen auf Saugseite eintritt. Wie derselbe Vergleich bei den Schaubildern 3 und 4 zeigt, gilt das näherungsweise auch dann noch, wenn nicht 100%, sondern nur 50% oder 30% der Gesamtluftmenge auf Saugseite abgeblasen werden. Im einzelnen zeigen die Schaubilder, dass sich die Oberflächentemperaturen nur relativ wenig ändern, wenn nicht die ganze Warmluftmenge, sondern nur 50% oder 33% der Warmluft auf Saugseite abgeblasen werden, während der Rest am Ende des Flügelabschnittes auf Druckseite weiterströmt. Mit den drei verschiedenen Arten der Warmluftverteilung, die in Schaubild 4 dargestellt sind, stellt das Modell drei aufeinanderfolgende Abschnitte eines längeren Flügelstückes dar. Mit dem in Schaubild 2 dargestellten Mengeneinfluss und den in der Übersicht angegebenen Warmluftein- und Austrittstemperaturen kann der Temperaturverlauf auch längs der Spannweite für ein längeres Flügelstück berechnet werden. Schaubild 5 zeigt Warmluftverteilungen, bei denen auf das Ausblasen an der Saugseite des Modells ganz verzichtet wurde. Während in diesem Falle bei Parallelströmung die Staulinie sehr schlecht beheizt wird, treten beim Überströmen von Druckseite nach Saugseite und bei dem ebenfalls behandelten Fall eines Überströmens in entgegengesetzter Richtung im Staugebiet besonders günstige Temperaturverhältnisse auf. Eine schematische Darstellung der bei verschiedenen Arten der Warmluftführung (bei konstanter Gesamtwarmluftmenge - 180 [kg/h]) erzielten Wandtemperaturen zeigt das Schaubild 6. Hierbei sind die mittleren Temperaturen von Saugseite (t_3) vom Staugebiet (t_5 , t_6 , t_7) und von der Druckseite (t_8 u. t_9) eingetragen. Auch von dem Modell ohne Kuto-Nase sind einige Meßergebnisse zum Vergleich mit herangezogen.

Die zwischen den beiden vorderen Warmluftkammern gemessenen Druckabfälle entsprechen gerade den längs des Messers überströmenden Luftmengen, wenn man den in diesem Querschnitt auftretenden Staudruck als verloren ansetzt. Im Vergleich zu den bereits an dem normalen Modell (ohne Kuto-Nase) gemessenen Druckabfall zwischen vorderer Warm-

luftkammer und äusserem Luftdruck an der Ausblasstelle der Saugseite des Flügels sind die zusätzlichen Druckverluste am Messer so gering, dass sie entweder vernachlässigt oder aus dem Überströmgebiet hinreichend genau berechnet werden können. Für die Bestimmung des Druckabfalls längs der Spannweite war das Modell wegen seiner Kürze nicht geeignet.

2. Gruppe „B“.

Konstant waren bei allen Versuchen:

Die Raumtemperatur $t_R = -5,0[^\circ\text{C}]$

Die Anblasgeschwindigkeit $w = 30 \text{ [m/s]}$

Die Spritzwassermenge $\tau = 1,5 \text{ [g/m}^3\text{]}$

Der Zerstäubungsdruck $p_L = 4,0 \text{ [at]}$

Variabel waren die Warmluftmengen und innerhalb jedes Versuches die Warmlufttemperaturen, die stufenweise herabgesetzt wurde.

Versuchsübersicht.

Vers.	G_e	Dr.S.	$G_{ess.}$	$G_{M.a.}$	$G_{adr.}$	G_a SS	δ_e
1	86,3	-	86,3	-	-	-	140 + 25
2	138,0	-	92,8	45,2	-	-	100 + 25

Versuchsergebnisse.

Soweit nicht Ungleichmässigkeiten in der Temperaturverteilung über die Spannweite die Vereisungserscheinungen beeinflussen haben, gibt die Vereisung ein Abbild der in den Schaubildern dargestellten Temperaturverläufe. Sie zeigt zugleich, dass die Wahl des Messquerschnittes für die Oberflächentemperaturen insofern günstig getroffen waren, als die dort gemessenen Temperaturen Mittelwerte für die gesamte Spannweite darstellen.

- 16 -

Versuch Nr. 1.

ϑ_e [°C]	Vereis. Zeit [Min.]	Beobachtungen - Abb.
140	0	-
140	10	Keine Eisbildung am Modell.
120	12	-
120	22	Keine Eisbildung am Modell.
100	25	-
100	35	Geringe Eisstreifenbildung auf Saug- und Druckseite hinter der 2. Kammer.
80	39	-
80	49	Keine Veränderung des Vereisungs- bildes.
45	52	-
45	62	An der zweiten Hälfte des Modells Vereisung auf Druckseite im Bereich der 2. Kammer. Im letzten Drittel Eisansatz an der Staulinie.
25	65	-
25	75	Im 1. Fünftel Nase eisfrei. Im 2. " Eisschlickbildung an der Staulinie <u>Mitte-Modell</u> Saug- und Druckseite vereist, ca 3 cm breiter Streifen an der Staulinie und Anschlußstellen der ersten Schottwand an der Außen- haut auf Saug- und Druckseite eis- frei. Im 4. und letzten Fünftel nur Anschlußstellen der ersten Schott- wand auf Saug- und Druckseite eis- frei. Aufnahme 2, 3, 4.

- 17 -

Versuch Nr. 2.

ϑ_e [°C]	Vereis. Zeit [Min.]	Beobachtungen - Abb.
100	0	-
100	10	Staulinie im letzten Fünftel des Modelles vereist.
80	13	-
80	23	Staulinie im letzten Fünftel des Modelles vereist.
45	26	-
45	36	Im vierten Fünftel des Modells Eisbildung hinter der Staulinie auf Druckseite. Im letzten Fünftel wie vorher.
25	39	-
25	49	Erstes u. zweites Fünftel eisfrei Mitte Modell Druckseite von Stau- linie an vereist, Saugseite eis- frei. Im 4. Fünftel ist Druckseite von der Staulinie an vereist, auf Saugseite geringe Eisbildung im Gebiet der ersten Warmluftkammer. Im letzten Fünftel Vereisung auf Saug- und Druckseite im Gebiet der ersten Kammer. Bereich der zweiten Kammer ist eisfrei. Abb. 5, 6, 7.

- 18 -



Abb. 2



Abb. 3



Abb. 4

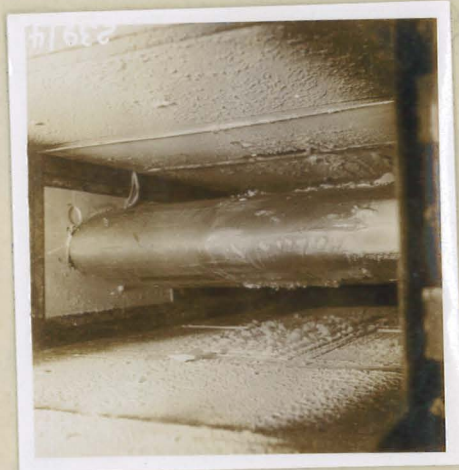


Abb. 5



Abb. 6



Abb. 7

- 19 -

Folgerungen.

Die Versuche ergaben in der Hauptsache eine Verbesserung der Temperaturverhältnisse im Staugebiet als Folge der Querschnittsverengung, die für die Warmluft beim Umströmen des Messers eintritt. Zur möglichst weitgehenden Ausnutzung dieses Umstandes erwies es sich als zweckmässig, die Zuführung der Warmluft fast ausschliesslich auf die Druckseite zu verlegen. Bei grösseren Spannweiten wird es zweckmässig sein, zur Erzielung einer derartigen Warmluftströmung die vordere Warmluftkammer auf der Saugseite mehrmals abzuschotten. Eine noch vollkommene Wirkung kann für das Staugebiet durch wiederholtes Umleiten der Warmluft von Druck- und Saugseite und umgekehrt erreicht werden. (Schaubild 5). Wenn auf diese Weise die Gefahr der Vereisung des Staugebietes weiterhin herabgesetzt sein wird, bleibt also noch die Aufgabe, den Schutz der Flügeltiefe auf der Druckseite bzw. auf Druck- und Saugseite durch den periodischen Abwurf der Eisansätze, die im Bereich der zweiten Kammer zu erwarten sind, zu gewährleisten. Das lässt sich vielleicht dadurch erreichen, dass man die aus der vorderen Kammer austretende Warmluft in zeitlichem Wechsel an der Flügelendklappe ausbläst oder durch die zweite Kammer zur Flügelwurzel zurückströmen lässt.

